

ガスタービン動翼用セラミックコーティングの評価 技術の開発に関する研究

著者	簡 春雲
号	1759
発行年	1995
URL	http://hdl.handle.net/10097/7032

氏 名	Jian 簡	Chun 春	Yun 雲
授 与 学 位	博 士 （ 工 学 ）		
学 位 授 与 年 月 日	平 成 8 年 3 月 26 日		
学位授与の根拠法規	学位規則第4条第1項		
研究科，専攻の名称	東北大学大学院工学研究科 (博士課程)機械工学第二専攻		
学 位 論 文 題 目	ガスタービン動翼用セラミックコーティングの評価技術の開発 に関する研究		
指 導 教 官	東北大学教授	高橋 秀明	東北大学教授 庄子 哲雄
論 文 審 査 委 員	東北大学教授	庄子 哲雄	東北大学教授 近藤 達男
	東北大学教授	渡辺 龍三	東北大学助教授 橋田 俊之

論 文 内 容 要 旨

資源の有効利用及び大気温暖化問題の解決に向けた技術開発は人類の今後の繁栄と存続に関わる地球規模の課題である。そのため、現在の高温機器の高効率化、省エネルギー化の技術開発は極めて重要なこととなっている。

発電用ガスタービンの熱効率を向上させるためには、ガスタービンの入口温度の一層の上昇が最も効果的であるとされている。現在の先進発電ガスタービンでは、この入口温度がすでに1300℃に達しており、翼冷却のために主流の15%以上もの冷却空気を必要としている。従って、ガスタービンの熱効率の向上のためには冷却空気量の抑制も必要である。そこで、遮熱性の優れたセラミックスを用いた遮熱コーティングの開発に関する研究が近年盛んに行われている。その開発の一環として、コーティングの評価技術の開発は重要かつ不可欠なこととなっている。従来、動翼用セラミックスコーティングに対する評価は炉内均一加熱試験や、極めて特殊な燃焼装置が要求されるバーナーリグ加熱試験あるいは直接実機要素部材を用いた試験により行われてきているが、これらの方法による評価においては、いずれも試作コーティングの性能の比較に主眼が置かれており、コーティングの詳細な破損に至るまでのプロセスがまだ十分解明されていない。さらに、実際の部材形状を模擬していない平板状試験片が多用され、かつ熱サイクルを十分に模擬したものとはなっていないのが現状である。コーティングの設計－作成－評価の開発ループを促進させ、効率のよいコーティング技術開発のためには、まず、簡易、迅速かつ実機部材に想定される熱応力を模擬し得る評価方法の開発が肝要となる。そこで、本研究では、ガスタービン動翼用セラミックコーティングの評価技術の開発を志向し、レーザー加熱法による熱衝撃、熱疲労試験法を開発し、セラミックコーティングの熱サイクルにともなう破壊特性の評価に関する検討を行った。対象としたセラミックコーティングは、部分安定化されたジルコニア (PSZ) コーティングである。PSZ 層と NiCrAlY をボンドコート層とする2層のみのコーティングシステムを Non-FGM、加えて同時に実施した PSZ と NiCrAlY の空間的組成を変化させたコーティングシステムを FGM と呼ぶ。さらに AE 計測結果と非定常熱応力解析とを組合わせた検討によりコーティング破壊のメカニズムについて検討した。一方、コーティングの脱落破壊を評価するためには、コーティングの界面はく離破壊靱性を定量的に評価することが必要となる。現在、薄い遮熱コーティングの界面に適用する破壊靱性試験法に関する研究は未だ見あたらない。そのため、コーティングの界面はく離破壊靱性を評価することも検討の目的とする。熱サイクルにより誘起された界面はく離進展に対して、界面破壊力学に基づく評価を行い、コーティングの熱疲労寿命の推定方法に関する提案を行った。以下には、章ごとの要旨をまとめる。

2章では、動翼コーティングエッジ部での曲率を模擬した円筒状試験片を採用し、レーザー加熱法を用いた試験法を開発した。AE法を併用した実験的研究により以下の結果が得られた。

- 1) 表面と裏面到達温度に基づく Non-FGM コーティングの熱衝撃損傷マップを作成した。この損傷マップにより、熱衝撃破壊を誘起する温度条件の同定を可能にした。この損傷マップはガスタービン動翼用コーティングの設計に役立つものとして期待される。
- 2) レーザー加熱熱衝撃試験において、レーザー遮断直後に検出された AE 信号がコーティングの縦割れに、冷却中に検出された活性度の高い AE 信号は界面はく離に対応することを示した。
- 3) 加熱速度が大きいほど熱衝撃損傷が加速されるが、熱衝撃損傷に及ぼす冷却速度の大きな影響は観察されなかった。

3章では、二次元モデルを用いて平面ひずみ条件下でレーザー加熱法による熱衝撃試験を近似的に解析した。解析は非定常弾塑性熱応力の数値解析である。解析結果に基づきレーザー加熱熱衝撃試験におけるコーティング破壊のメカニズムを検討し、次の知見が得られた。

- 1) コーティングの縦割れき裂はレーザー遮断直後に表面で生じた引張の円周方向応力により発生する。
- 2) 熱衝撃試験におけるコーティングの界面剥離損傷は主に冷却中の半径方向応力により発生する。
- 3) 急速加熱の場合は低速加熱の場合に比べ、加熱直後に界面で発生する半径方向の引張り応力が大きい。このことよりコーティングの界面はく離損傷が加速される。

4章では、レーザー加熱試験法を用い、Non-FGM と FGM コーティングを対象にして熱疲労試験を行い、界面き裂と縦割れき裂を考慮した FEM 解析結果を加え、レーザー加熱熱疲労試験におけるコーティングの破壊プロセス及び破壊メカニズムを解明した。破壊プロセスに基づき、AE 計測による非破壊的な界面き裂進展評価法を提案した。具体的には次のような知見と結果が得られた。

- 1) 熱疲労サイクルにおいては、界面き裂は主に加熱中に進展し、縦割れはレーザー遮断直後に進展した。この破壊の特徴は、Non-FGM と FGM コーティングについてはほぼ同じであった。試験後の試験片断面の SEM 観察により、Non-FGM コーティングの界面き裂は PSZ 層と NiCrAlY ボンド層のほぼ界面で発生したが、FGM コーティングは主に二つの界面、すなわち PSZ 層と 75% PSZ/25%NiCrAlY 層の界面及び 75%PSZ/25%NiCrAlY 層と 50% PSZ/50%NiCrAlY 層の界面で発生した。
- 2) レーザー加熱直後に、AE 信号が多数検出された実験事実は、界面き裂の複素応力拡大係数の絶対値が加熱直後ピーク値を示すことに対応することを示した。
- 3) 加熱中と冷却中に計測された AE 信号のエネルギーと界面き裂長さの間に相関関係が存在することを見いだした。この相関関係を利用して AE 信号により界面き裂進展を評価する方法を提案した。

5章では、4章に記述した Non-FGM と FGM コーティングの熱疲労試験の結果に基づき、熱疲労損傷に及ぼす加熱速度と冷却速度の影響について検討を行った。熱疲労試験では、加熱速度と冷却速度の異なる 4 種類の熱サイクルを使用した。加えて、異なる母材曲率半径の Non-FGM と FGM 試験片を用いて熱疲労試験を実施し、母材曲率半径の影響も調査した。次の知見が得られた。

- 1) 界面き裂の進展速度を尺度にとることにより、コーティング熱疲労損傷は加熱速度および冷却速度が大きほど加速されることを定量的に示した。
- 2) 1)の結果に基づき急速加熱/強制空冷の熱サイクルをレーザー加熱法による加速試験法の熱サイクルとして提案した。
- 3) FGM コーティングの耐熱疲労特性は Non-FGM コーティングより優れており、2 倍以上の特性の向上が見られた。
- 4) 母材曲率半径が小さくなるとコーティングの耐熱疲労特性が低下する。この傾向は、レーザー加熱試験において 4 mm 以下では特に顕著である。

6章では、界面き裂進展評価法にコンプライアンス法を適用したブリスター界面はく離破壊靱性試験法を開発し、Non-FGM コーティングの界面はく離破壊靱性値を測定した。本章において、次のような結果と知見が得られた。

- 1) ブリスター試験法において、き裂がPSZ層とNiCrAlYボンド層のほぼ界面に沿って進展した。界面き裂の進展評価に対して、コンプライアンス法による界面き裂進展評価法を提案し、さらに、超音波顕微鏡探傷法とSEM観察法によりこのコンプライアンス法の有効性を確認した。
- 2) ブリスター試験法により界面き裂進展抵抗曲線を求め、これによる界面はく離破壊靱性値の決定法を提案した。
- 3) レーザー加熱熱疲労試験において加熱直後に発生した脱落破壊の実験結果は、測定した界面はく離破壊靱性値に基づき評価した結果と一致する。

7章では、二次元モデルを用いて平面応力条件下で実機模擬部材の熱応力解析を実施した。また、レーザー加熱熱疲労試験及びその熱応力解析の結果に基づきコーティング界面疲労き裂の破壊力学的き裂進展則を決定した。この進展則に基づき実機模擬部材の熱疲労寿命を予測した。本章において次のような結果と知見が得られた。

- 1) レーザー加熱試験における熱応力の変化は実機運転熱サイクルにおける熱応力の変化と近いことを示した。これにより、レーザー加熱試験法は動翼用コーティングの実機模擬加熱試験法として有効であると判断される。
- 2) 実機模擬部材では、熱疲労界面き裂発生を誘起する応力因子として冷却中に界面で生じた引張りの半径方向応力が主たるものであることを示した。
- 3) 実機模擬部材では、通常停止直後あるいはトリップが発生した直後に、界面き裂の複素応力拡大係数の絶対値が最大値になる。なお、通常停止の場合に比べ、トリップが発生した場合の複素応力拡大係数の絶対値の最大値が大きい。
- 4) レーザー加熱試験結果とAE法による界面はく離き裂進展評価を基に、界面疲労き裂の進展則が加熱直後の界面き裂の複素応力拡大係数のピーク値により特徴づけられることを示し、破壊力学的熱疲労き裂進展則を決定することができた。
- 5) 上記進展則に基づき、実機模擬部材の熱疲労き裂進展曲線を推定した。これにより、トリップの発生は熱疲労寿命を減少させ、通常停止条件の場合に比較して半分以下になる可能性があることを示した。
- 6) 最後に、界面破壊力学手法に基づいた熱疲労寿命の予測フローチャートを提案した。

審 査 結 果 の 要 旨

セラミック遮熱コーティングの開発は、次世代型発電用ガスタービンの熱効率を向上させるための重要な検討課題となっている。セラミックコーティングの耐久性を評価するためには、まず熱衝撃ならびに熱疲労損傷の評価技術の開発が要求される。本論文は、ガスタービン翼でも最も熱負荷の苛酷な動翼リーディングエッジ部に注目し、セラミックコーティングの熱衝撃、熱疲労損傷の評価手法の開発を目指し、実験ならびに数値解析を実施し、それらの研究結果をまとめたもので全編8章よりなる。

第1章は序論であり、本研究の背景と目的を述べている。

第2章では、ジルコニアコーティング材料を対象に、炭酸ガスレーザを加熱源とするレーザ加熱熱衝撃試験を実施し、同時にAE計測も行い、熱衝撃の破壊過程に関する検討を通して損傷モードと温度条件の関係を明らかにした熱衝撃損傷マップを作成している。このマップはセラミックコーティングの設計にも適用可能なものであり、重要な成果である。

第3章では、レーザ加熱試験における非定常熱応力状態を評価するために実施した有限要素解析について、その解析方法および熱応力の基本的な解析結果を呈示している。

第4章では、レーザ加熱法による熱疲労試験を実施し、第2章と第3章で述べた実験及び解析手法を有機的に組み合わせた検討により、熱疲労サイクルによる破壊過程に関する考察を行っている。特に、AE法による界面き裂の非破壊評価法を考案し、さらに界面破壊力学的手法に基づく熱疲労の損傷機構に関する解明を行っている。

第5章では、レーザ加熱熱疲労試験における加熱速度ならびに冷却速度のき裂進展速度に及ぼす影響を調べ、加速試験法として採用すべき熱サイクル条件を明らかにしている。加えて、同時に実施したジルコニアとニッケル基超合金からなる傾斜機能材料に対する実験を基に、傾斜化がコーティングシステムの熱疲労特性を向上させるために有効であることを示している。これらの知見は合成および評価技術の開発に重要である。

第6章では、ブリストア法を適用したコーティング界面の破壊靱性評価法に関する検討を行っている。コンプライアンス法による界面き裂長さの測定法を考案し、き裂進展抵抗曲線に基づく界面破壊靱性評価法を提案している。さらに、レーザ加熱試験結果を基に、提案した評価法の有効性を確かめている。これは新しい試みである。

第7章では、ガスタービン動翼に想定される熱負荷条件のもと、模擬実機部材の非定常熱応力解析を行い、レーザ加熱試験により決定した破壊力学的熱疲労き裂進展則と合せて、コーティングの熱疲労寿命を予測する手法を提案している。これは注目すべき試みである。

第8章は結論である。

以上要するに本論文は、界面破壊力学に基づくセラミック遮熱コーティングの熱衝撃、熱疲労損傷の評価手法を提案したものであり、機械工学の発展に寄与するところが少なくない。

よって、本論文は博士（工学）の学位論文として合格と認める。